0254-6124/2015/35(5)-588–08 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

Jia Yingzhuo, Dai Shuwu, Wang Lei, Liu Mingjie. Chang'E-3 Lander's scientific payloads test (in Chinese). *Chin. J. Space Sci.*, 2015, **35**(5): 588-595, doi:10.11728/cjss2015.05.588

嫦娥三号着陆器有效载荷探测能力地面验证试验 *

贾瑛卓 [1,2] 代树武 [3] 王 雷 [4] 刘明洁 [4]

1(中国科学院国家天文台 北京 100012)

2(中国科学院大学 北京 100049)

3(中国空间技术研究院 北京空间飞行器总体设计部 北京 100094)

4(中国科学院国家空间科学中心 北京 100190)

摘 要 嫦娥三号探测器首次实现了中国月球软着陆和月面巡视探测, 完成三类科学探测任务. 嫦娥三号探测器分为着陆器和巡视器, 在着陆器上配置了地形地貌相机、月基光学望远镜、极紫外相机和降落相机四种有效载荷. 着重介绍了着陆器有效载荷研制过程中进行的探测能力地面模拟试验验证情况, 包括试验项目、试验方案、试验结果和分析.

关键词 嫦娥三号, 着陆器, 有效载荷, 试验验证

中图分类号 V 476. 3

Chang'E-3 Lander's Scientific Payloads Test

JIA Yingzhuo[1,2] DAI Shuwu[3] WANG Lei[4] LIU Mingjie[4]

1(*National Astronomical Observatories, Chinese Academy of Sciences, Beijing* 100012)

2(*University of Chinese Academy of Sciences, Beijing* 100049)

3(*Institute of Spacecraft System Engineering, China Academy of Space Technology, Beijing* 100094)

4(*National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing* 100190)

Abstract Chinese Chang'E-3 spacecraft includes a lander and a robotic rover. The scientific objectives of the Chang'E-3 mission were to examine the texture, mineralogy, and structure of the local lunar terrain; to determine the distribution and composition of minerals, rocks, and soils surrounding the landing sites; and to operate an ultraviolet astronomy camera on the Moon and image the distribution of He^+ in Earth's plasmasphere by detecting its resonantly-scattered emission at 304 Å. Four kinds of scientific instruments are chosen as the payloads for Chang'E-3 lander, which include topography camera, lunar optical telescope, extreme ultraviolet imager and descent imager, *etc.* This paper mainly introduces Chang'E-3 lander's scientific payloads ground test, including test schemes and results.

Key words Chang'E-3, Lander, Scientific payloads, Test

* 国家中长期科技发展规划重大专项资助

2014-09-11 收到原稿, 2015-03-31 收到修定稿

E-mail: jiayz@nssc.ac.cn

0 引言

嫦娥三号首次实现了中国月球软着陆和月面巡视探测, 其具有三个科学探测任务. (1) 月表形貌与地质构造调查. 实施着陆区和巡视区月表形貌与地质构造调查, 获得月表形貌、地质构造、月壳结构、撞击坑和月壤厚度的数据, 建立区域月貌和地质演化模型. (2) 着陆区与巡视区矿物组成与化学成分的综合就位分析. 月球科学最基础的工作是获取月球的化学成分、矿物组成、岩石类型及其分布规律, 这是了解月球演化历史的关键. (3) 日地月空间环境探测与月基天文观测. 日地月空间环境是影响人类生存与发展的重要因素, 太阳耀斑和日冕物质抛射会释放巨大的能量和物质, 制约着地球空间和月表环境. 开展星震学研究能够直接了解天体的内部结构, 活动星系核是宇宙中最为古老和遥远的天体, 对宇宙的起源和演化研究具有重要意义 [1].

1 有效载荷科学探测任务

嫦娥三号探测器由着陆器和巡视器组成, 着陆器上的有效载荷包括降落相机、地形地貌相机、极紫外相机和月基光学望远镜. 各有效载荷既相互协同工作, 共同完成科学探测任务, 又各有侧重点, 具体任务列于表 1.

表 1 着陆器有效载荷的探测任务
Table 1 Missions of Chang'E-3 lander's payloads

有效载荷	探测任务
地形地貌相机	获取着陆点周围区域的月表地形地貌光学图像, 对巡视器及其在月表的移动过程进行观测
极紫外相机	工作波长 30.4 nm, 探测目标是地球等离子体层 He^{+} 对 30.4 nm 太阳辐射的共振散射, 能够连续跟踪探测
月基光学望远镜	工作在近紫外谱段, 对各种天体亮度变化情况进行观测, 能够连续跟踪观测
降落相机	着陆器降落过程中在各个高度连续获取降落区域的月表光学图像

有效载荷在对科学探测任务和载荷特点分析的基础上, 从科学探测、月面环境适应性和系统功能三个方面进行了验证试验. 本文主要介绍着陆器有效载荷在研制过程中进行的性能指标地面模拟试验验证情况, 包括试验验证项目、试验方案、试验结果及分析等.

2 有效载荷地面试验验证项目与必要性分析

在航天产品研制过程中, 系统全面的试验验证和测试对保证产品满足技术指标要求, 具备规定的工作模式, 具有较高可靠性安全性以及完成既定任务等有着特殊重要的意义. 有效载荷进行的试验验证项目包含三种类型.

(1) 探测能力地面验证试验. 有效载荷研制的目的是在轨进行科学探测, 获得满意的科学探测成果. 为了对有效载荷的科学探测能力进行验证, 需要在研制过程中, 针对任务对有效载荷与探测能力相关的性能指标进行地面验证试验, 检验有效载荷的探测原理、探测指标与性能所能达到的效果.

(2) 环境适应性验证. 设备从出厂后经运输、发射上天、入轨及轨道运行等过程直至落到月球表面, 所经受环境的复杂性和多样性是任何地面产品不能比拟的. 在地面运输中, 需要经受到运输 (振动、冲击等) 和地面气候环境 (温度、湿度等) 的作用; 在发射过程, 有加速度、声和振动、冲击等力学环境的作用, 还有大气压力和温度的急剧变化; 在轨道运行过程中, 处于真空和深冷环境, 还受到宇宙射线、太阳辐射、电磁辐射、高能粒子作用以及等离子体、地磁场、微重力、原子氧、微流星与空间碎片等各种空间环境与物质等的影响. 不同的环境对航天设备的影响和损害是不一样的, 因此必须针对各种环境进行必要的环境试验, 确保航天设备能够经受这些环境的作用而正常工作.

(3) 有效载荷系统集成联试. 有效载荷系统集成联试主要是对载荷系统功能和接口匹配性进行验证. 主要检验有效载荷各项功能和工作模式是否实现, 接口是否匹配, 资源占用是否合理, 系统是否能够协调工作. 有效载荷集成联试一般包括单机级功能检测、系统功能测试、故障冗余测试、软件功能测试、强度

专项测试、系统模飞测试等部分. 通过系统联试, 验证有效载荷系统安全性和协调工作能力, 找出系统薄弱环节.

3 地面验证试验结果及分析

3.1 降落相机探测性能验证试验

降落相机的科学探测任务是在降落过程中连续获取降落区域的月表图像数据. 影响科学探测任务的核心, 一是在下降过程中, 由于着陆器相对月表不仅有垂直运动, 还存在水平运动. 对于降落相机而言, 拍摄目标快速变化, 要求相机以较高的帧频工作. 人工设置曝光时间无法满足连续观测需求, 因此设计上采用了自动曝光计算模块. 这样可以在拍摄过程中根据月面目标景物情况进行自动曝光调节, 快速获取满意的图像. 二是在下降过程中, 着陆器飞行或降落速度、方位要不断调整, 同时由于发动机振动等因素, 在相机拍摄过程中会对像元分辨率产生影响, 从而影响图像数据质量. 为了验证降落相机的动态成像效果, 地面需要进行降落相机动态成像验证试验.

图 1 是降落相机在试验室进行的自动曝光算法验证试验. 在试验过程中考虑目标景物的亮度情况, 将降落相机曝光时间分别设置为 6000 μs, 18 000 μs 和自动曝光三种模式, 通过计算成像灰度值验证自动曝光算法的正确性. 通过计算, 曝光时间 6000 μs 时对应图像灰度均值为 74, 曝光时间 18 000 μs 对应图像灰度均值 239, 自动曝光对应图像灰度均值为 192. 从图像数据分析可以得出, 曝光时间不同, 对应图像灰度均值发生变化, 同时可以看出自动曝光的图像更为清晰, 分辨率更高, 说明自动曝光功能运行正常. 通过对同一光照条件下同一景物在不同曝光时间情况下进行拍照, 验证自动曝光算法的正确性.

图 2 为降落相机在着陆试验场进行模拟降落试验时拍摄的动态成像图像. 着陆器为着陆验证器, 在模拟降落过程中, 其降落速度、降落方式与真实月面软着陆一致, 发动机在下降过程中开机工作, 降落相机安装在模拟着陆验证器 −Y 舱底板上, 与降落相机真实安装位置一致. 在降落过程中, 降落相机拍摄图

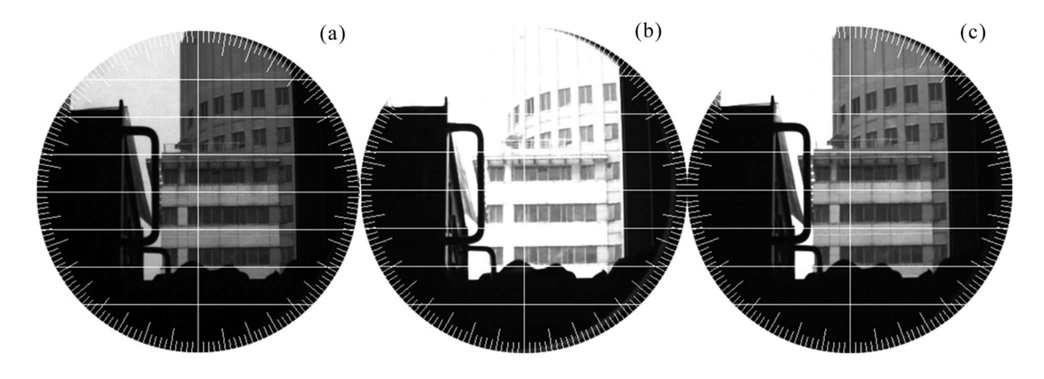


图 1 降落相机自动曝光算法试验. (a) 曝光时间 6000 μs, (b) 曝光时间 18 000 μs, (c) 自动曝光

Fig. 1 Automatic exposure algorithm validation of descent imager. (a) Exposure time is 6000 μs, (b) exposure time is 18 000 μs, (c) automatic exposure

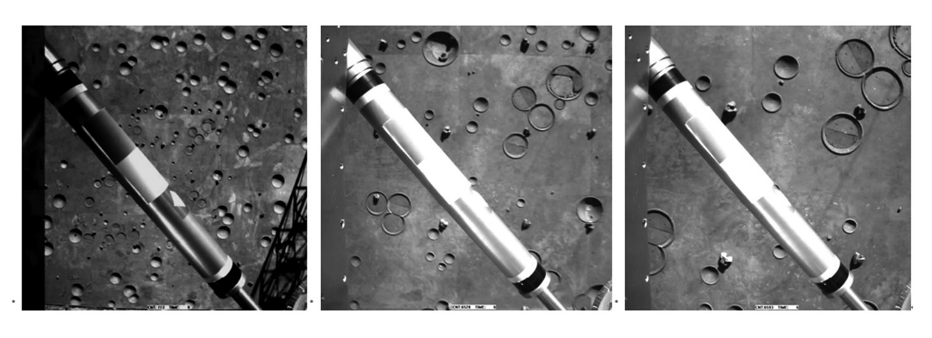


图 2 模拟降落过程中拍到的图像

Fig. 2 Images taken by descent imager in the process of simulated landing

像, 从图中可以看到, 相机工作正常, 图像质量良好, 验证了着陆器发动机振动和相对水平运动对降落相机的成像质量影响很小, 在可接受范围.

3.2 地形地貌相机探测性能验证试验

地形地貌相机在巡视器与着陆器实施分离后开机工作, 任务之一是对巡视器进行成像. 为了获取最佳效果, 采用彩色成像模式, 需要对彩色成像能力进行验证. 地形地貌相机获取图像为 Bayer 格式的彩色图像, 拍摄目标对外界光源进行反射, 反射光进入相机, 相机探测器根据自身的三通道 (RGB) 光谱响应函数, 输出 RGB 色彩响应值. 因此, 相机色彩响应与外界光源、目标反射特性和相机光谱响应特性有关. 而在外界光源和目标确定条件下, 相机色彩响应只与相机自身光谱响应特性有关, 如图 3 所示. 人眼对目标色彩的感知过程类似于相机成像过程, 光照对人眼的视锥等神经的刺激将产生不同的颜色感受. 而不同人的视锥神经数量、敏感程度存在差别, 颜色感受也千差万别. 为此国际照明委员会 (CIE) 为彩色相关仪器设备建立标准光谱响应函数, 即 CIE 标准观察者色匹配函数, 如图 4 所示. 彩色相机的光谱响应函数与 CIE 标准观察者色匹配函数不一致将导致相机成像色彩与标准观察者色彩产生偏差. 为了校正地形地貌相机色彩偏差, 获取月面着陆区、巡视器、巡视器上国旗等目标真实的色彩, 从而更加真实地向地面传达月面的实际状况, 进行了针对相机光谱响应特性的彩色校正试验.

在彩色校正试验中, 首先将色标板置于 CIE 标准光源下, 相机成像获取色标板图像, 结合事先采集的标准光源下色板色度数据, 解算出白平衡定标系数和色彩校正系数. 通过校正系数对相机图像进行色彩校正, 根据实际应用需求, 先进行彩色校正对相机自身光谱响应进行还原, 再进行白平衡去除环境光照的影响. 彩色校正试验中采用 24 色色标板. 在 CIE 标准 D65 光源照射下, 相机正对色标板拍照并获取图像数据 (RGB), 结合事先利用色度计在标准 D65 光源下测得的色标 xyz 色品值, 解算相机图像数据与标准颜色值间的校正系数矩阵.

室内光源彩色图像和外景光源彩色图像的色彩校正结果如图 5 和图 6 所示, 国旗图像经彩色校正处理后, 色彩较原图像更为真实, 更加饱满, 图像中红

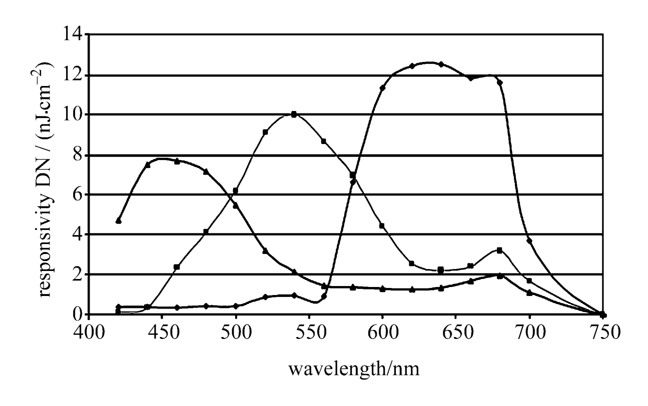


图 3 探测器光谱响应曲线

Fig. 3 Average spectral responsivity, 3-color sensors, with SP700 IR cutoff filter

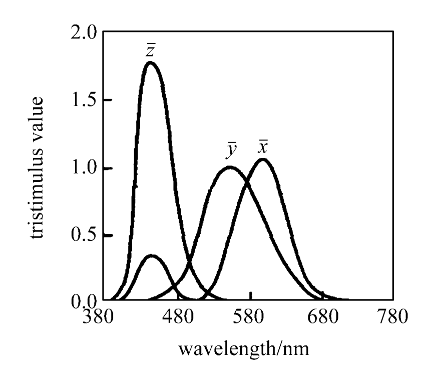


图 4 CIE 1931 标准观察者色匹配曲线

Fig. 4 Color matching of CIE 1931 standard observer

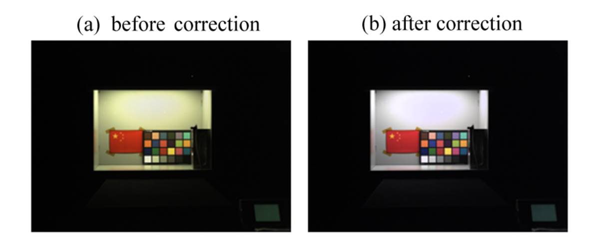


图 5 室内彩色校正前 (a) 与校正后 (b) 图像

Fig. 5 Color correction in laboratory: before (a) and after (b) correction

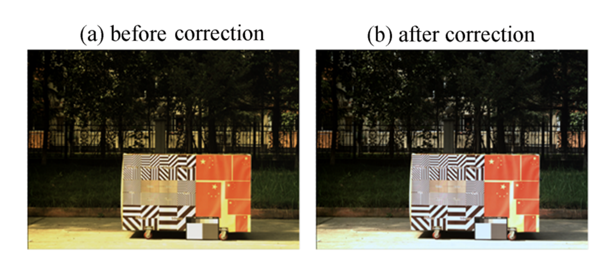


图 6 室外彩色校正前 (a) 与校正后 (b) 图像

Fig. 6 Color correction outdoors: before (a) and after (b) correction

旗、黄色五角星, 均还原出场景本身的色彩. 色彩校正处理进一步提高了地形地貌相机成像质量. 试验数据分析表明, 地形地貌相机彩色成像效果满足任务要求.

地形地貌相机同时具有静态拍照和动态摄像功能. 静态拍照图像的分辨率为 2352×1728, 单帧原始图像数据量达 4.06 MB, 动态摄像图像的分辨率为 720×576, 单帧原始图像数据量达 0.41 MB, 帧频为 5 fps, 数据率高达 2.07 MB·s^{-1}. 嫦娥三号卫星平台由于受到功耗、体积、质量、空间环境和月–地数传能力、数传时间等的限制, 无法实现原始图像数据在不压缩下的传输. 因此, 设计了图像压缩模块对下传前原始图像进行压缩, 降低图像数据量, 实时下传压缩后图像数据, 达到提高卫星通信信道利用率和降低卫星功耗等目的. 在地面模拟验证试验部分和进行了图像压缩算法质量评价, 通过对比地形地貌相机原始图像与解压图像的差异, 评价压缩算法对图像质量的影响.

对图像压缩算法的质量评定采用客观评价方法, 即基于一些定量比较准则, 通过量化计算原始图像与解压图像的差异, 表征出图像压缩算法的质量. 此次试验采用均方误差 (MSE) 和峰值信噪比 (PSNR) 作为客观评价准则. 验证试验分为静态图像压缩质量评价和动态图像压缩质量评价两部分. 其中, 静态图像压缩质量评价采用典型月面图像作为测试图像; 而动态图像压缩质量评价采用地面内场试验获取的图像序列作为测试图像.

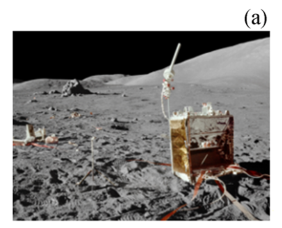
图 7 是对 Apollo 拍摄月面图像进行 2 倍压缩后, 再按照解压算法对图像进行解压, 通过计算 MSE 和 PSNR, 对图像压缩质量进行评价. 图 8 则是对地形地貌相机在月球模拟试验内场的动态摄像图像进行 24 倍压缩后再解压的结果比较, 通过计算峰值信噪比等验证图像压缩算法满足要求. 表 2 是月面典型图像和动态压缩图像 MSE 与 PSNR 统计, 从客观评价结果可得, 地形地貌相机图像压缩算法有效, 图像压缩不影响科学应用研究的需求.

3.3 极紫外相机探测性能验证试验

极紫外相机工作在 EUV 波段, 其探测任务是地球等离子体层 He^+ 对 30.4 nm 太阳极紫外辐射的共振散射, 在等离子体层内 30.4 nm 光强约为 0.1∼10 R (1 R = 10^{10}s^{-1}·m^{-2}). 同时, 在地球电离层和地冕中氦原子的 58.4 nm 辐射最高强度约 700 R. 极紫外相机实现科学探测的核心是实现对 30.4 nm 的高质量成像, 同时抑制 58.4 nm 强辐射对成像质量的影响.

极紫外相机采用单个球面多层膜反射镜成像和球面光子计数成像探测器接收极紫外辐射信号的设计方案. 此方案由极紫外多层膜反射镜、薄膜滤光片和光子计数成像探测器三个光学元件组成. 极紫外多层膜反射镜起到成像和窄带滤光的作用, 在 30.4 nm 附近具有较高的反射率. 极紫外波段薄膜滤光片具有截止滤光作用, 其在 30.4 nm 处有较高的透过率, 在 50 nm 以上波段透过率很低, 起到了对 58.4 nm 强辐射的滤光作用. 极紫外波段光子计数成像探测器既是光电转换器件又是成像器件, 可以将微弱的极紫外辐射转换成光电信号进行采集和处理. 三个器件共同作用, 可以保证极紫外相机在 30.4 nm 获得高质量

(a)



(b)

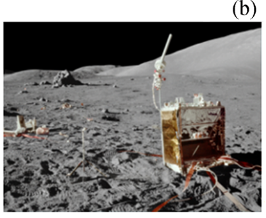
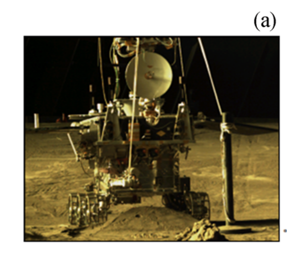


图 7 月面典型图像静态压缩原图 (a) 与压缩解压后图像 (b)

Fig. 7 Lunar original image (a) and that after compression and decompression (b)

(a)



(b)

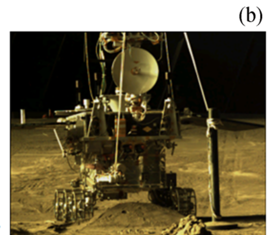


图 8 地面模拟内场试验图像动态压缩原图 (a) 与压缩解压后图像 (b)

Fig. 8 Simulated lunar test original image (a) and that after compression and decompression (b)

表 2 静态压缩和动态压缩图像 MSE 与 PSNR 统计
Table 2 MSE and PSNR statistics of static and dynamic compression

图像名称	MSE	PSNR/dB
月面典型图像静态压缩	1.14	47.54
地面内场试验图像动态压缩	8.6744	38.9972

图像, 同时保证 30.4 nm 对 58.4 nm 的抑制比达到 70 以上, 满足科学探测要求. 在研制过程中对三种光电器件进行了检测, 确保指标符合要求.

采用工作波段光电元器件对极紫外波段多层膜反射镜的反射率分布 $\rho(\lambda)$、薄膜吸收滤光片的透过率分布 $\tau(\lambda)$ 及探测器的量子效率分布 $\varepsilon(\lambda)$ 进行检测. 多层膜极紫外波段的光谱分布如图 9(a) 所示, 峰值波长在 30.2 nm, 峰值反射率 23.7%, 在 58.4 nm 处反射率为 4%. 薄膜吸收滤光片的光谱分布如图 9(b) 所示, 在 30.4 nm 处的透过率为 25.0%, 58.4 nm 透过率为 2.3%. 探测器的量子效率分布如 9(c) 所示, 其中 30.4 nm 处的量子效率为 12%, 58.4 nm 处的量子效率为 6%. 极紫外相机 30.4 nm 对 58.4 nm 的抑制比可以表示为

$$\frac{S(30.4)}{N(58.4)}=\frac{\rho(30.4)\tau(30.4)\varepsilon(30.4)}{\rho(58.4)\tau(58.4)\varepsilon(58.4)}, \tag{1}$$

式中, $\rho(30.4)=23.7\%$, $\tau(30.4)=25.0\%$, $\varepsilon(30.4)=12\%$, $\rho(58.4)=4\%$, $\tau(58.4)=2.3\%$, $\varepsilon(58.4)=6\%$. 计算得到极紫外相机 30.4 nm 对 58.4 nm 的抑制比为 128.8, 满足任务要求.

极紫外相机探测灵敏度决定了对地球等离子体层辐射的成像质量, 探测灵敏度越高, 获得的地球等离子体层图像的信噪比就越大, 图像质量越好. 反之, 获得图像质量变差. 极紫外相机的探测灵敏度 S 由入瞳面积、角分辨率、多层膜反射镜的反射率、滤光片的透过率和探测器的量子效率决定, 具体计算公式如下:

$$S=A\omega\varepsilon\tau\rho\frac{10^6}{4\pi}. \tag{2}$$

式中, A 为极紫外相机入瞳面积, ω 为每个像元所张开的立体角, ε 为探测器的量子效率, τ 为滤光片的透过率, ρ 为多层膜反射镜的反射率. 其中, $A=70.00\,\mathrm{cm}^2$, $\omega=3.1\times10^{-6}$ 球面度, $\rho=0.24$, $\tau=0.25$, $\varepsilon=0.12$. 计算得到 $S=0.12$, 满足极紫外相机任务对灵敏度 S 的要求.

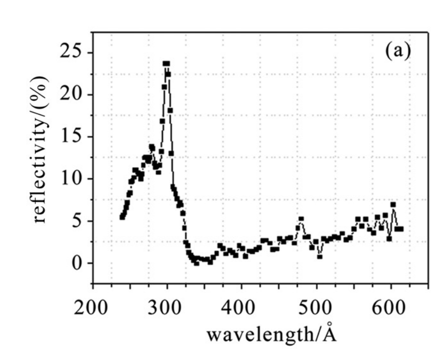
极紫外相机角分辨率影响所能探测到的地球等离子体层的细节, 0.1° 的角分辨率可以分辨出地球等离子体层的肩部和顶部等特征部位, 满足科学研究和预报的需要.

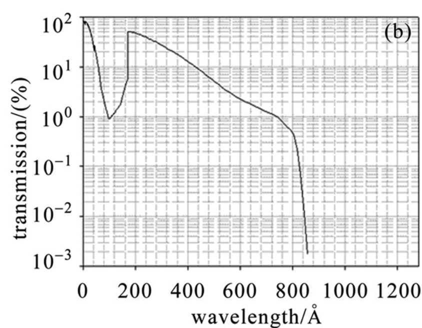
极紫外相机分辨率检测采用的一套紫外成像及定标设备在成像测试时, 在平行光管焦点处放置 USAF 1951 分辨率板作为成像目标以模拟无限远目标. 极紫外相机采集图像并判读图像中人眼所能分辨的最细条纹线对, 根据该线对所对应的空间频率、平行光管焦距, 可以计算出极紫外相机的角分辨率. 为了克服平行光管视场太小问题, 分别对中心视场、50% 视场、80% 视场区域进行成像, 验证不同区域的成像分辨率情况, 结果如图 10 所示. 从试验结果看, 极紫外相机的角分辨率为 0.08°, 满足 0.1° 的指标要求.

3.4 月基光学望远镜探测性能验证试验

月基光学望远镜的科学目标是对一些重要天体的光变进行长期连续观测, 研究其变化特性和相关物理特性及其变化与成因机理, 并对低银纬天区进行巡天观测, 获得巡天星图和星表. 为了完成这些科学目标, 一方面需要测量探测目标的亮度, 另一方面需要测量目标亮度的变化. 因此月基光学望远镜的极限探测能力是其能够满足科学探测的关键.

为保证月基光学望远镜在实际工作中极限探测能力能够满足要求, 需对以 13 星等的星体等量入射光光子流量作为极限测试指标 ($1.13\times10^5\,\mathrm{s^{-1}\cdot m^{-2}}$)





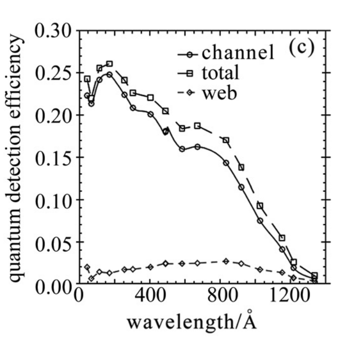


图 9 多层膜反射镜光谱分布 (a)、滤光片透过率光谱分布 (b) 和探测器量子效率光谱分布 (c)

Fig. 9 Reflectivity distribution of reflector (a), transmissivity of thin-film filters (b), and micro-channel plate quantum efficiency (c)

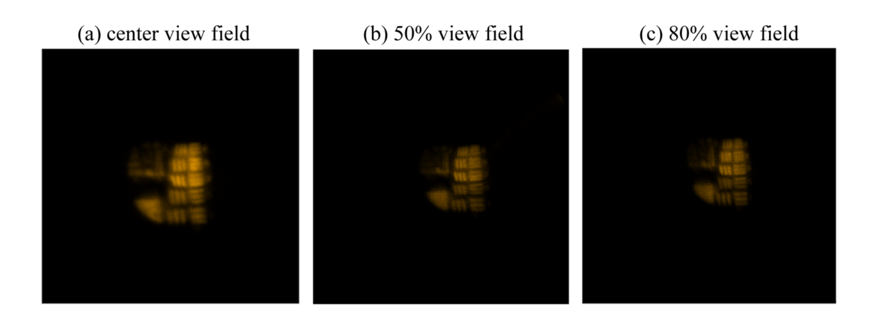


图 10 视场图像

Fig. 10 Image of center view field

表 3 各个视场在入射光流量为极限指标时的信噪比

Table 3 SNR of each view field when luminous flux is in limitation state

视场入射光流量		信噪比
水平方向	垂直方向	
0	0	52.65
+0.3	0	50
−0.3	0	51.5
+0.6	0	43.09
−0.6	0	47.06
0	+0.3	38.45
0	−0.3	38.45
0	+0.6	40.2
0	−0.6	38.45

时图像信噪比进行测试, 验证望远镜的极限探测能力. 焦平面探测器信噪比计算公式为

$$\frac{S}{N}=\frac{R^{*}t}{\sqrt{R^{*}t+R_{\rm s}t\,n_{\rm pix}+(R_{\rm n}+G/2)^{2}n_{\rm pix}+Dt\,n_{\rm pix}}}, \tag{3}$$

式中, R^* 为目标辐射的光子单位时间被焦平面探测器转换为电子的光电子数; $R_{\rm s}$ 为散射光在单位时间内被焦平面探测器的一个像元转换为电子的光电子数; t 为积分时间; $n_{\rm pix}$ 为对目标测光时涉及的像元数, 一般选取包含目标 70%~80% 总能量的孔径; $R_{\rm n}$ 为读出噪声, 与读出速度有关; G 为模数转换的增益; D 为单位时间内单个像元的暗电流电子数.

表 3 为试验获得的水平和垂直各个视场在入射光流量为极限指标时的信噪比. 可以看出, 月基光学望远镜无论是在水平方向还是垂直方向各个视场进行测试, 其信噪比均能满足极限探测能力 $< 1.13\times 10^5$ 的指标要求.



图 11 降落相机降落过程拍摄图像

Fig. 11 Image taken by descent imager

4 在轨测试结果及结论

为满足在轨科学探测需求、环境适应性需求和载荷功能性能要求, 有效载荷在各个研制阶段进行了相关试验, 通过进行科学探测相关探测能力的地面验证试验, 检验了有效载荷性能指标的实现程度, 验证了其进行在轨科学探测的能力. 着陆器有效载荷在 2013 年 12 月 14 日成功进行月面软着陆后, 各有效载荷按计划完成了在轨测试和科学探测, 取得了初步科学探测成果, 对有效载荷工作性能进行确认.

降落相机获取了探测器降落过程中各个高度的月表图像, 能够清楚看到降落过程中不同高度的月表情况以及月面的整体情况, 降落过程中的图像如图 11 所示. 地形地貌相机对着陆器周围进行 360°

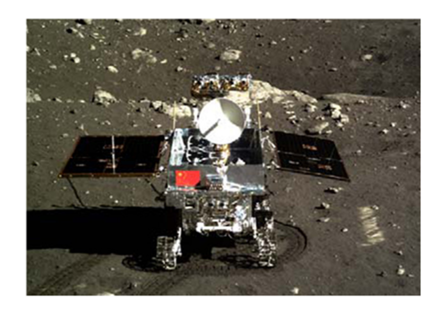


图 12 地形地貌相机拍摄巡视器图像

Fig. 12 Yutu Rover image taken by topography camera



图 13 地形地貌相机拍摄月面图像

Fig. 13 Lunar surface picture taken by topography camera

成像, 与巡视器进行不同角度的互拍, 所摄取的巡视器和着陆区月表图像清晰, 色彩真实, 验证了地形地貌相机自动曝光算法、白平衡校正等的正确性, 地形地貌相机在月面拍摄的巡视器图像如图 12 所示, 拍摄的月面图像如图 13 所示. 极紫外相机对地球等离子体层进行观测, 获取了完整的地球等离子体层全貌信息, 通过杂散光和背景噪声去除, 得到信噪比较高的图像, 如图 14 所示. 从图 14 中能准确判定地球轮廓、地球阴影、电离层气辉轮廓、地球等离子体层范围、地球等离子体层顶位置等信息. 月基光学望远镜采集了不同天区的天文图像, 如图 15 所示. 通过对所采集的图像进行仪器效应改正以及背景扣除, 还原出了这些天区在近紫外波段 (230～345 nm) 的真实星空图像, 其中部分星象的星等高于 13 星等, 验证了月基光学望远镜开展近紫外天文观测的能力.

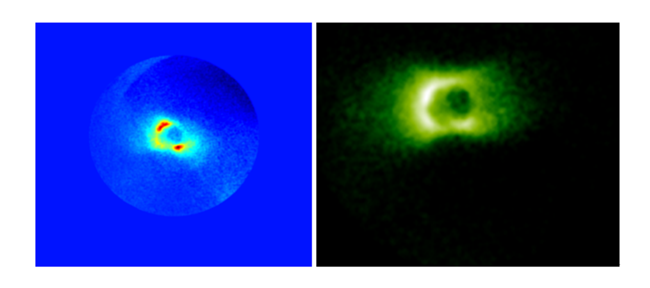


图 14 极紫外相机对地球等离子体层的成像

Fig. 14 Earth's plasmasphere at 30.4 nm taken by EUV imager

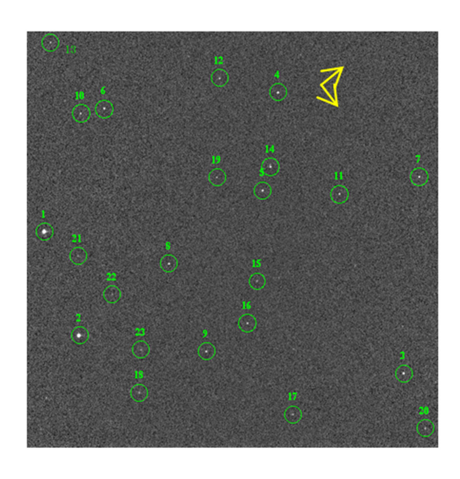


图 15 月基光学望远镜观测天区图像

Fig. 15 A star field photographed by lunar optical telescope in the 2200～3500 nm wavelength range

从有效载荷在轨初步探测结果分析, 有效载荷功能和性能正常, 验证了有效载荷探测能力地面验证试验的有效性.

参考文献

[1] Dai Shuwu, Jia Yingzhuo, Zhang Baoming, *et al.* Chang'E-3 scientific payloads and its checkout results [J]. *Sci. Sin. Tech.*, 2014, **44**(4):361-368. In Chinese (代树武, 贾瑛卓, 张宝明, 等. 嫦娥三号有效载荷在轨测试初步结果 [J]. 中国科学: 技术科学, 2014, **44**(4):361-368)

[2] Jia Yingzhuo, Dai Shuwu, Wu Ji, *et al.* Chang'E-3 lander's scientific payloads [J]. *Chin. J. Space Sci.*, 2014, **34**(2):219-225. In Chinese (贾瑛卓, 代树武, 吴季, 等. 嫦娥三号着陆器有效载荷 [J]. 空间科学学报, 2014, **34**(2):219-225)